

# 美国军用标准航天器试验基线与量级调整研究

李西园<sup>1,2</sup>, 贾瑞金<sup>1</sup>, 孙雪吟<sup>1</sup>, 尚永红<sup>1</sup>, 孙玉玮<sup>1</sup>, 裴一飞<sup>1</sup>, 王晶<sup>1,3</sup>

(1.北京卫星环境工程研究所, 北京 100094; 2.北京航空航天大学, 北京 100191;

3.可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100094)

**摘要:** 对美国航天器试验的军用标准的发展进行了调研, 系统地整理了 MIL-STD-1540 标准到 SMC-S-016A 标准的发展脉络, 针对系统级、组件级试验基线的修订进行了整理、分析。以热试验为典型研究对象, 整理了不同标准对于系统级、组件级热试验在试验温度范围、循环数、剪裁方法上的修改, 对比了试验基线、试验量级的变迁, 结合美国航天器型号与验证理念的发展, 分析了其修订的依据, 为我国相应标准的制定、修订提供了参考。

**关键词:** 美国军用标准; 航天器试验; MIL-STD-1540; SMC-S-016; 基线; 量级; 剪裁

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2020.05.014

**中图分类号:** V416 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2020)05-0087-08

## Space Vehicle Test Baseline and Level Adjustment of US Military Standard

LI Xi-yuan<sup>1,2</sup>, JIA Rui-jin<sup>1</sup>, SUN Xue-yin<sup>1</sup>, SHANG Yong-hong<sup>1</sup>, SUN Yu-wei<sup>1</sup>, PEI Yi-fei<sup>1</sup>, WANG Jing<sup>1</sup>

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China; 2. Beihang University, Beijing 100191, China; 3. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beijing 100094, China)

**ABSTRACT:** The development of military standards for spacecraft test in the United States was investigated. The development of MIL-STD-154 standard to SMC-S-016A standard was systematically sorted out. The revision of system level and component level test baseline was sorted out and analyzed. Taking the thermal test as a typical research object, the modification of different standards for the system level and component level thermal test in the test temperature range, cycle number and tailoring method were sorted out, the changes of test baseline and test level were compared, and the basis for revision was analyzed in combination with the development of spacecraft model and verification concept in the United States. It provides a reference for the formulation and revision of corresponding standards in China.

**KEY WORDS:** US military standard; space vehicle test; MIL-STD-1540; SMC-S-016; baseline; test level; tailor

由于航天器具有不可维修的特点, 为了在地面达到航天器的功能性能验证、模型修正、早期故障剔除等目的, 航天器及其组件通常需要在地面进行一系列复杂的试验。各个宇航机构均结合自有的航

天技术水平, 发展了相应的地面试验方法, 形成了相应的试验标准。如美国国防部 (DoD) 编制并多次修订了 MIL-STD-1540 系列标准<sup>[1-3]</sup>, 美国空军空间和导弹系统中心 (SMC) 在此基础上发展了 SMC-

收稿日期: 2020-03-21; 修订日期: 2020-04-15

Received: 2020-03-21; Revised: 2020-04-15

作者简介: 李西园 (1985—), 男, 博士研究生, 高级工程师, 主要研究方向为航天器试验、验证技术。

**Biography:** LI Xi-yuan (1985—), Male, Ph. D. candidate, Senior engineer, Research focus: spacecraft test and verification technology.

S-016 系列标准<sup>[4-6]</sup>，日本宇宙航空研究开发机构（JAXA）发展了 JERG-2-130 系列试验标准<sup>[7]</sup>，欧洲空间标准化组织（ECSS）发展了 ECSS-E-ST-10-03C 标准<sup>[8]</sup>，NASA 戈达德中心（GSFC）发展了 GSFC-STD-7000A 系列标准<sup>[9]</sup>，我国亦发展了自有的运载器、上面级和航天器试验标准<sup>[10]</sup>。除了适用于绝大多数航天器的通用航天器试验标准外，为了对特殊航天器的验证提供支撑，NASA 还发展了航天飞机验证标准 JST-SP-ST-023、国际空间站的鉴定和验收试验标准 SSP 41172 及针对星座计划的试验标准 CxP 70036 等<sup>[11]</sup>。

目前，美国空军空间和导弹系统中心的 SMC-S-016A 《Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicle》是业内主要参考的标准之一。相较于原 1540 系列标准，SMC 中心的标准在试验基线、试验量级、试验方法、试验剪裁等规定上均有修改，体现了近 20 年间美国在航天器验证、试验上的新思路、新方法。文中系统地整理了 MIL-STD-1540 标准到 SMC-S-016A 标准的发展脉络，针对系统级、组件级试验基线的修订进行了整理、分析；以热试验为典型研究对象，整理了不同标准对于系统级、组件级热试验在试验温度范围、循环数、剪裁方法上的修改。分析结果显示，在试验基线上，随着航天器的多样化，军用标准逐渐走向灵活化，更倾向于提供更多的可选项；在试验量级上，随着航天器材料、工艺的逐渐成熟，试验量级呈现了逐渐降低的趋势，为我国相应标准的制定和修订提供了参考。

### 1 美国航天器试验军用标准的发展

早期美国航天器军用试验标准由美国国防部负责制订、维护。1974 年 4 月，DoD 编制了首个航天器试验方面的军用标准 MIL-STD-1540 《Test Requirements for Space Vehicle》，其仅作为内部评估用，并未公开发布。随后在 1974 年 5 月，1982 年 10 月，

分别发布了该标准 A、B 版本，对其内容进行了完善。1985 年 7 月，DoD 发布了 MIL-HDBK-340《Application Guidelines for 1540B》手册，作为对标准的补充。随后，MIL-STD-1540B 标准经历了三版更新后，DoD 于 1994 年发布了 MIL-STD-1540C《Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicle》，在之前标准基础上扩展了运载器、上面级试验内容。同时，在具体试验内容上，1540C 标准还作出了强化鉴定试验作用、加大鉴定试验量级、增加研制试验、对热不确定余量作出详细规定等修改<sup>[12]</sup>。在 1994 年，美国国防部通过文件《规范和标准——工作的新思路》，建议尽量使用民用规范和标准，只有在确切没有切实可行的民用规范情况下，才可以制定军用标准。1994—1997 三年间，共废止了军用标准近 5000 篇<sup>[13]</sup>。1540 在此影响下修订为 1540D，即《Product Verification Requirements For Launch, Upper Stage, And Space Vehicles》，仅阐明和规定如何在航天产品研制过程中对它进行设计和制造质量的验证，并未对任何具体内容进行规定，所有试验中的具体要求转移至军用手册 MIL-HDBK-340A VOL.1。

2002 年，作为空间与导弹系统中心（SMC）系统工程更新计划的一部分，MIL-STD-1540E（草案）出现，其名称回到了 1540C 的《Test Requirements For Launch, Upper Stage, And Space Vehicle》，内容也回到了 1540C 的结构（部分具体数据选用 1540B 内容）<sup>[14-15]</sup>。至 2006 年，共陆续编制了三份 1540E 草案（TOR2003(8583)-1、TOR2004(8583)-1、TOR2004(8583)-1A，其中前两份为内部评估用）。2008 年，SMC 中心发布了《Test Requirements For Launch, Upper Stage, And Space Vehicle》正式版，编号为 SMC-S-016。随后，NASA 对 SMC-S-016 进行了评估，认为其已经完全覆盖了 1540E（草案）的范围，在以后任务的执行中，将直接引用 SMC-S-016 标准<sup>[16]</sup>。2014 年，SMC 中心对标准进行了小幅修订，形成了 SMC-S-016A。美国航天器试验军用标准的发展历程如图 1 所示。

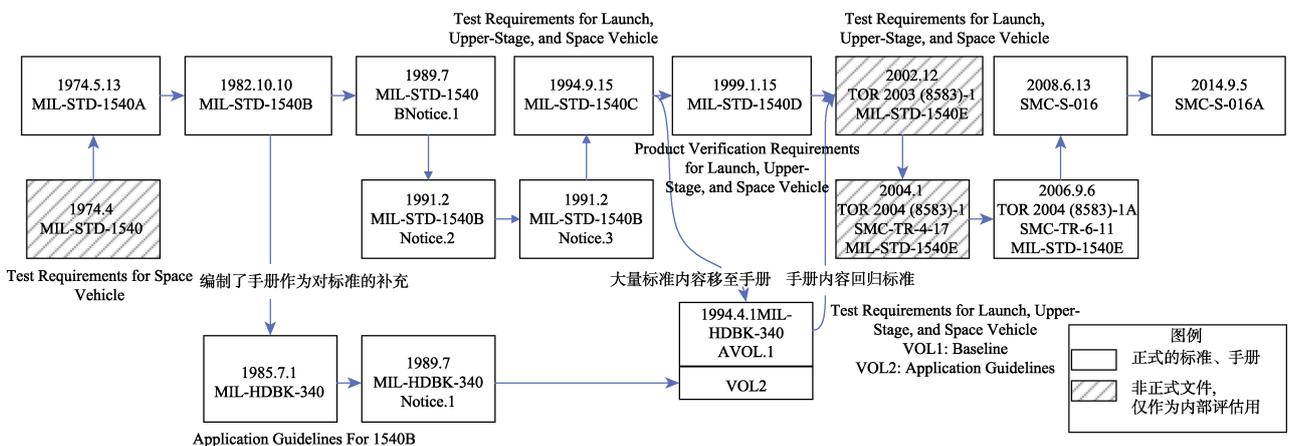


图 1 美国航天器试验军用标准的发展  
Fig.1 Development of US military standards for spacecraft test

## 2 基线调整对比研究

### 2.1 MIL-STD-1540C 与 MIL-HDBK-340A 基线

在技术状态管理中，经过批准的规范往往被称为技术状态基线，试验基线属于技术状态基线中的试验验证部分。试验要求类标准往往将分散的型号试验基线汇总，形成一个通用的试验基线，其形式通常为多个试验矩阵<sup>[17]</sup>。试验矩阵中包含了系统、组件在鉴定、验收阶段的试验项目，一般包括必须进行（R）、经评估进行（ER 或 O）和不需要进行（—）。在型号试验中，根据风险等级、寿命周期剖面等具体情况需要对通用试验基线进行一定的剪裁，但标准的试验基线仍可以反映不同时期航天器一般选取的试验。根据统计，MIL-STD-1540C 与 MIL-STD-HDBK-340A 具有相同试验矩阵。MIL-STD-1540C\MIL-STD-HDBK-340A 中的组件鉴定、验收试验基线见表 1 和表 2，

表 1 1540C/340A 组件鉴定试验基线

Tab.1 Baseline of 1540C/340A component qualification test

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
检查	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
功能	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	—
检漏	R	—	R	—	R	R	R	ER	ER	—	—
冲击	R	ER									
振动	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	ER
声	ER	R	—	R	—	—	—	—	—	R	—
加速度	ER	R	ER	ER	ER	—	ER	—	—	R	—
热循环	R	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
热真空	R	R	R	R	R	R	ER	R	R	R	ER
气候	ER	—									
检验压力	ER	—	ER	—	ER	R	R	R	ER	—	—
电磁兼容	R	ER	ER	—	ER	—	—	—	—	—	—
寿命	ER	ER	ER	ER	R	ER	R	R	ER	ER	ER
爆破压力	ER	—	—	—	ER	ER	R	ER	ER	—	—

表 2 1540C/340A 组件验收试验基线

Tab.2 Baseline of 1540C/340A components acceptance test

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
检查	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
功能	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	—
检漏	R	—	R	—	R	R	R	ER	ER	—	—
冲击	ER	—	—	—	—	—	—	—	—	ER	—
振动	R	R	R	R	R	R	ER	R	R	R	—
声	ER	R	—	R	—	—	—	—	—	R	—
热循环	R	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
热真空	R	ER	R	ER	R	R	ER	R	R	R	ER
磨合	—	—	R	—	—	R	—	R	—	—	—
检验压力	—	—	ER	—	ER	R	R	ER	—	—	—
检验载荷	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	ER
电磁兼容	ER	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

1—11 分别表示电工电子组件、天线、机械活动组件、太阳电池阵、蓄电池、阀门或推进组件、压力容器、推力器、热学组件、光学组件和结构组件。其中，组件级鉴定、验收试验中，必须进行、经评估进行、不需要进行项目统计如图 2 所示。

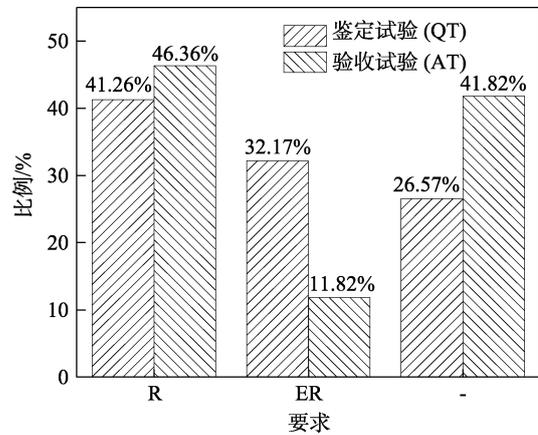


图 2 1540C/340A 基线统计

Fig.2 Baseline statistics of 1540C/340A

MIL-STD-1540C\MIL-HDBK-340A 中的系统鉴定、验收试验基线见表 3 和表 4，其中 L、U、S 分别为运载器、上面级和航天器。

表 3 1540C/340A 系统鉴定试验基线

Tab.3 1540C/340A system qualification test baseline

	L	U	S
检查	R	R	R
功能	R	R	R
压力/检漏	R	R	R
电磁兼容	R	R	R
冲击	R	R	R
声或振动	ER	R	R
热循环	ER	ER	ER
热平衡	—	R	R
热真空	ER	R	R
模态观测	R	R	R

表 4 1540C/340A 系统验收试验基线

Tab.4 1540C/340A system acceptance test baseline

	L	U	S
检查	R	R	R
功能	R	R	R
压力/检漏	R	R	R
电磁兼容	—	ER	ER
冲击	ER	ER	ER
声或振动	ER	R	R
热循环	ER	ER	ER
热真空	ER	R	R
贮存	ER	ER	ER

## 2.2 MIL-STD-1540E 草案与 SMC-S-016 基线

MIL-STD-1540E 草案仅有 TOR 2004(8583)-1A/SMC-TR-6-11 为公开出版, 根据统计, 其试验矩阵与 SMC-S-016 完全相同。文中选取该试验矩阵与

MIL-HDBK-340A 进行对比, 其中组件级鉴定、验收试验基线对比分别见表 5 和表 6, 其中加粗项为相对变化项, 其中↑表示提高了要求(如一调整为 ER), ↓表示降低了要求(如 ER 调整为一), ↑↑表示大幅提高了要求(一调整为 R), ↓↓表示大幅降低了要求(R 调整为一)。

表 5 MIL-STD-1540E 草案与 SMC-S-016 组件鉴定试验基线  
Tab.5 MIL-STD-1540E draft and SMC-S-016 component qualification test baseline

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
检查	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
功能	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	<b>ER↑</b>
检漏	<b>ER↓</b>	—	R	—	R	R	R	<b>R↑</b>	<b>R↑</b>	—	—
冲击	R	ER	ER	ER	<b>R↑</b>	ER	ER	ER	ER	ER	ER
<b>振动或声</b>	<b>R</b>	<b>ER</b>									
加速度	ER	<b>ER↓</b>	ER	ER	ER	—	ER	—	—	<b>ER↓</b>	<b>ER↑</b>
热循环	R	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>R↑↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>
热真空	R	R	R	R	R	R	<b>R↑</b>	R	R	R	—↓
气候	ER	<b>ER↑</b>									
压力	ER	—	ER	—	<b>R↑</b>	R	R	<b>ER↓</b>	ER	—	—
电磁兼容	R	<b>R↑</b>	ER	<b>ER↑</b>	ER	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>
寿命	ER	ER	<b>R↑</b>	ER	R	<b>R↑</b>	<b>ER↓</b>	R	ER	ER	ER
爆破压力	—↓	—	<b>ER↑</b>	—	<b>R↑</b>	<b>R↑</b>	R	<b>R↑</b>	ER	—	—
<b>静载荷</b>	<b>ER</b>	<b>ER</b>	<b>ER</b>	<b>ER</b>	<b>ER</b>	—	<b>ER</b>	—	—	<b>ER</b>	<b>ER</b>

表 6 MIL-STD-1540E 草案与 SMC-S-016 组件验收试验基线  
Tab.6 MIL-STD-1540E draft and SMC-S-016 component acceptance test baseline

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
检查	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
磨合	—	—	R	—	<b>ER↑</b>	R	—	R	—	—	—
功能	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	<b>ER↑</b>
检漏	<b>ER↓</b>	<b>ER↑</b>	R	—	R	R	R	<b>R↑</b>	—↓	—	—
冲击	ER	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	—	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	—	<b>ER↑</b>	—	ER	—
<b>振动或声</b>	<b>R</b>	<b>R</b>	<b>R</b>	<b>R</b>	<b>R</b>	<b>R</b>	<b>ER</b>	<b>R</b>	—	<b>R</b>	<b>ER</b>
热循环	R	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	—	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	—
热真空	R	<b>R↑</b>	R	<b>R↑</b>	R	R	ER	R	R	R	—↓
检验压力	<b>ER↑</b>	—	ER	—	<b>R↑</b>	R	R	ER	—	—	—
检验载荷	—	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	—	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>R↑</b>
电磁兼容	ER	<b>ER↑</b>	—	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	<b>ER↑</b>	—	—	—	—	—

由表 5 和表 6 可知, 在试验矩阵的项目上, MIL-STD-1540E 草案合并了振动和噪声试验项目, 并在鉴定级增加了静载荷项目, 功能试验名称由 Functional Test 修改为 Specification Performance Test, 但测试内容并无明显变化。在 SMC-S-016A 中进一步修改为 Performance Test, 但内容均为验证电、光、机械性能是否达到设计要求。在试验项目的要求上, 统计如图 3 所示。

由图 3 可见, 在组件级试验基线上, “调整为 ER” 占据了修订的绝大多数。在鉴定级试验中, 一调整为

ER 占据了总矩阵的 13%, R 调整为 ER 占据了 3.2%; 而在验收试验中, 一调整为 ER 占据了总矩阵的高达 24%, R 调整为 ER 占据了 0.8%。随着航天型号的复杂化, 在地面验证阶段的需求逐渐呈现了多样化, 标准倾向于在验收阶段提供更大的可选择性。MIL-STD-1540E 草案中的系统级鉴定、验收试验基线见表 7 和表 8。可以看出, 在系统级试验矩阵上, 除了删除了贮存试验、热循环试验(移至 10.1 节, 作为热真空试验的替代方法)外, 标准亦将部分试验调整为经评估进行, 提供了更大的可选择性。

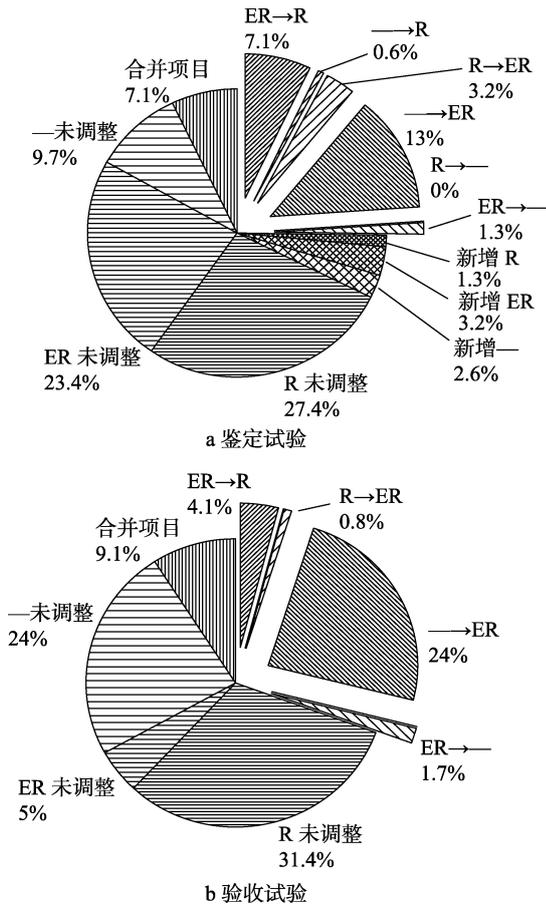


图 3 1540E 组件鉴定、验收试验基线调整  
Fig.3 Baseline adjustment of 1540E component  
(a) qualification and (b) acceptance test

### 2.3 SMC-S-016A 基线

2014 年发布的 SMC-S-016A 作为 SMC-S-016 的小幅修订版，其试验基线亦存在一些变化。其鉴定、

验收试验基线见表 9 和表 10，其中加粗项为相对于 SMC-S-016 的修改部分。

表 7 MIL-STD-1540E 草案系统级鉴定试验基线  
Tab.7 System level qualification test baseline of MIL-STD-1540E draft

	L	U	S
检查	R	R	R
功能	R	R	R
压力/检漏	R	R	R
电磁兼容	R	R	R
冲击	R	R	R
声或随机振动	ER	R	R
热循环	<del>ER</del>	<del>ER</del>	<del>ER</del>
热平衡	—	ER↓	R
热真空	—	ER↓	R
模态观测	ER↓	ER↓	R

表 8 MIL-STD-1540E 草案系统级验收试验基线  
Tab.8 System level acceptance test baseline of MIL-STD-1540E draft

	L	U	S
检查	R	R	R
功能	R	R	R
压力/检漏	R	R	R
电磁兼容	ER↑	ER	ER
冲击	ER	ER	R↑
声或振动	ER	R	R
热循环	<del>ER</del>	<del>ER</del>	<del>ER</del>
热真空	—↓	R	R
贮存	<del>ER</del>	<del>ER</del>	<del>ER</del>

表 9 SMC-S-016A 组件鉴定试验基线  
Tab.9 Baseline of SMC-S-016A component qualification test

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
检查	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
功能	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	ER
检漏	ER	—	R	—	R	R	R	R	R	—	—
冲击	R	ER	ER	ER	R	ER	ER	ER	ER	ER	ER
振动或声	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	ER
加速度	ER	ER	ER	ER	ER	—	ER	—	—	ER	ER
热循环	R	ER	ER	ER	R	ER	ER	ER	ER	ER	ER
热真空	R	R	R	R	R	<b>ER↓</b>	<b>ER↓</b>	R	R	R	—
气候	ER	ER	ER	ER	ER	ER	ER	ER	ER	ER	ER
压力	ER	—	ER	—	R	R	R	ER	ER	—	—
电磁兼容	R	<b>ER↓</b>	ER	ER	ER	ER	ER	ER	ER	ER	ER
寿命	ER	ER	R	ER	R	R	ER	R	ER	ER	ER
爆破压力	—	—	ER	—	R	R	R	R	ER	—	—
静载荷	ER	ER	ER	ER	<b>ER↓</b>	—	ER	—	—	—	R

表 10 SMC-S-016A 组件验收试验基线  
Tab.10 Baseline of SMC-S-016A component acceptance test

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
检查	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
磨合	—	—	R	—	ER	R	—	R	—	—	—
功能	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	ER
检漏	ER	—↓	R	—	R	R	R	R	ER↑	—	—
冲击	ER	—↓	ER	—	ER	ER	—	ER	—	ER	—
振动或声	R	R	R	R	R	R	ER	R	ER↑	R	ER
热循环	R	ER	ER	ER	ER	ER	ER↑	ER	ER	ER	ER↑
热真空	R	R	R	R	R	ER↓	ER	R	R	R	—
检验压力	ER	—	ER	—	R	R	R	ER	ER↑	—	—
检验载荷	—	ER	ER	—	ER	—↓	ER	—↓	—↓	ER	R
电磁兼容	ER	ER	—	ER	ER	ER	—	—	—	—	—

由表 9、10 可见，在试验矩阵的项目上，SMC-S-016A 并未增加、删除试验项目。在试验项目的要求上，统计如图 4 所示。由图 4 可知，在鉴定级试验中，所有调整均为“必须进行”调整至“经评估进行”。在验收试验中，调整为“经评估进行”的选项占据总调整选项的 55%，剩余 45%则是由“经评估进行”调整为“不需要进行”，即 SMC-S-016A 在上一版标准的基础上，进一步放宽了试验要求，为型号验证提供了更大的可选择性。

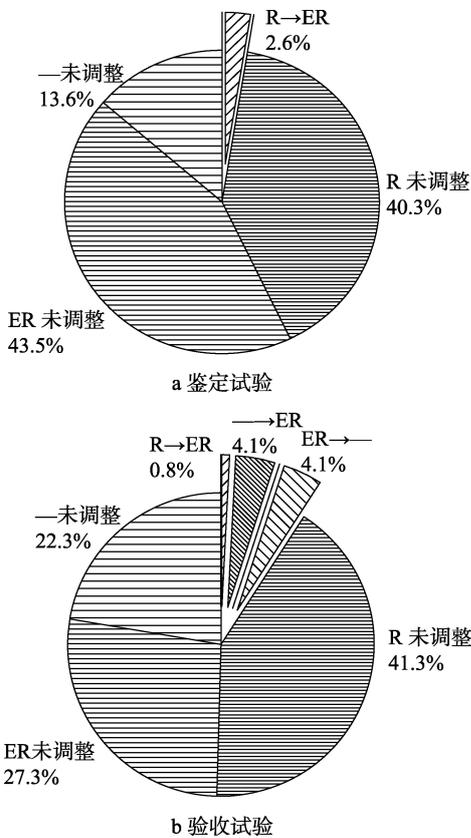


图 4 SMC-S-016A 组件鉴定、验收试验基线调整  
Fig.4 Baseline adjustment of SMC-S-016A component  
(a) qualification and (b) acceptance test

SMC-S-016A 的系统级验收试验基线（鉴定试验基线与 SMC-S-016 完全相同）见表 11。可以看出，系统级验收试验中，航天器的检漏试验、上面级的热真空试验均由“必须进行”调整至“经评估进行”，与组件级试验调整呈现了同样的趋势。

表 11 SMC-S-016A 系统级验收试验基线  
Tab.11 Baseline of SMC-S-016A system level acceptance test

	L	U	S
检查	R	R	R
功能	R	R	R
压力/检漏	R	R	ER↓
电磁兼容	ER	ER	ER
冲击	ER	ER	R
声或振动	ER	R	R
热真空	—	ER↓	R

### 3 试验量级的调整对比研究

试验量级是标准中规定的试验环境条件之一<sup>[18]</sup>，为了对不同标准试验量级进行对比，以典型电工电子组件热试验为对象，其一般可选择进行热真空试验或热真空+热循环试验，遵循总循环数相等的原则。对 MIL-STD-1540B 至 SMC-S-016A 的温度范围和最少循环数要求进行了统计，见表 12，其中 1540B 要求进行鉴定试验前必须进行验收试验以筛除早期缺陷，故鉴定试验温度循环数=标准要求鉴定试验循环数+验收试验循环数；后续标准要求鉴定试验前可以进行验收试验，故鉴定试验循环数不再附加验收试验循环。其中  $\Delta t$  为最小温度范围， $N$  为最少温度循环数。

为了对温度范围、循环数进行直观的比较，可以采取低周疲劳等效方式数对试件的总环境应力筛选作用进行等效。目前在标准中，往往采取式（1）进行等效，或对试验条件进行裁剪。

表 12 不同试验标准对组件级热试验最低温度范围、循环数的规定

Tab.12 Provisions of different test standards for minimum temperature range and cycle number of component level thermal test

	鉴定级		准鉴定级		验收级	
	$\Delta t/^\circ\text{C}$	$N$	$\Delta t/^\circ\text{C}$	$N$	$\Delta t/^\circ\text{C}$	$N$
MIL-STD-1540B	105	46	95	46	85	19
MIL-STD-1540C	125	78.5	115	39.25	105	12.5
MIL-HDBK-340A	125	78.5	115	39.25	105	12.5
MIL-STD-1540E	105	27	95	27	85	14
SMC-S-016	105	27	95	27	85	14
SMC-S-016A	105	27	95	20	85	14

$$N \times \Delta t^{1.4} = C \quad (1)$$

式中： $N$ 为循环数； $\Delta t$ 为温度范围， $^\circ\text{C}$ ； $C$ 为常数。通过对每个标准中的常数项进行统计，可以直观显示试验的环境应力筛选强度。不同标准中鉴定、准鉴定、验收试验的量级对比如图 5 所示。

由图 5 可知，由于 MIL-STD-1540C 和 MIL-HDBK-340A 对于鉴定试验的要求过于苛刻，在后续标准中调整了试验量级和持续时间，显著降低了试验的环境应力筛选水平。在此基础上，SMC-S-016A 进一步降低了准鉴定试验的环境应力筛选水平。对于系统级试验，美军标均有通过系统级热循环、热真空试验相结合进行早期故障筛除的规定。由于热循环试验具有更低的成本，更强的环境应力筛选能力，更丰富的测试手段，以及更方便的试验中断、试件维修方式，与热真空试验相结合往往可以在有效暴露系统故障的前提下缩短试验时间，降低试验成本<sup>[18]</sup>。不同标准对于系统级热真空或热真空+热循

环试验的规定见表 13。

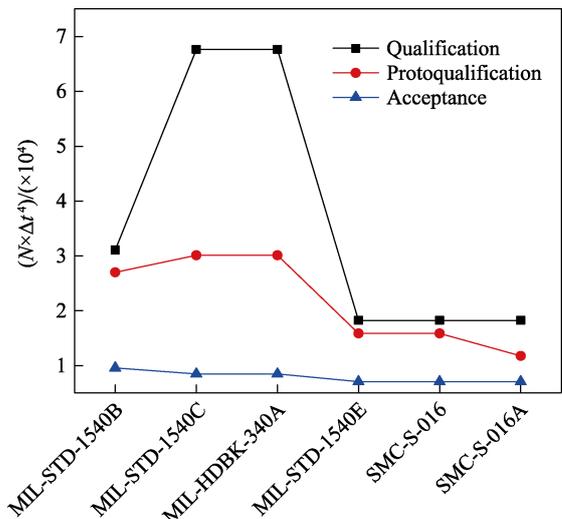


图 5 试验量级变化  
Fig.5 Change of test level

表 13 不同试验标准对系统级热循环试验最低温度范围、循环数的规定

Tab.13 Regulations of different test standards on minimum temperature range and cycle number of system level thermal cycle test

	鉴定试验				准鉴定试验				验收试验			
	TV	TV+TC			TV	TV+TC			TV	TV+TC		
	$N_{TV}$	$N_{TV}$	$N_{TC}$	$\Delta t/^\circ\text{C}$	$N_{TV}$	$N_{TV}$	$N_{TC}$	$\Delta t/^\circ\text{C}$	$N_{TV}$	$N_{TV}$	$N_{TC}$	$\Delta t/^\circ\text{C}$
MIL-STD-1540B	8	—	50	70	4	1	46	60	4	1	40	50
MIL-STD-1540C	13	3	10	70	6.5	1.5	5	60	4	1	4	50
MIL-HDBK-340A	13	3	10	70	6.5	1.5	5	60	4	1	4	50
MIL-STD-1540E	8	4	6	70	4	2	3	60	4	2	3	50
SMC-S-016	8	4	6	70	4	2	3	60	4	2	3	50
SMC-S-016A	8	4	6	70	4	2	3	60	4	2	3	50

由表 13 可见，对于系统级试验，当选取仅进行热真空试验时，对于循环数的要求差异不大，尤其对于验收级试验，规定均为 4 次。当进行热真空+热循环的试验方式时，则对于热真空、热循环试验的循环数要求差异非常大。在 MIL-STD-1540B 中，系统级热循环试验的次数高达 40~50 次，尽管其可以在验收级降低 75% 的热真空循环数，但增加的 40 次热循环

对于飞行模型来说仍然过于严苛，不但带来了试验时间、经费升高，亦可能带来过试验的风险。在 MIL-STD-1540C 中，则将热循环试验循环数降低到了 10%。在后续的试验标准中，对循环数又进一步降低至鉴定级 6 次，准鉴定、验收级 3 次。与此同时，标准中要求的热真空试验最小循环数均有上升，如准鉴定、验收级试验均从 1 次逐渐调整为 2 次。其主要

原因在于随着航天器的复杂化,由于内部温度梯度的存在,通过系统级热循环试验不足以对其早期故障进行筛除,甚至可能带来过试验、欠试验的风险,而与轨道状态更为接近的热真空试验则不存在这种风险,故在标准的修订中,美军标更倾向于选择环境要素与在轨更为接近的热真空试验。

## 4 结语

美国航天器试验军用标准是目前世界范围内广泛参考的标准之一,文中系统地整理了美国军用标准的发展脉络,对标准中的调整项进行了讨论。在试验基线的修订上,随着航天任务的多样化,航天器对于试验项目的需求也呈现了多样化,航天器试验标准逐渐走向灵活化,更倾向于为航天器及组件的验证提供更多的选择。在组件级试验量级上,随着航天器材料、工艺的逐渐成熟,标准所规定的试验强度在逐渐降低,即在鉴定、验收阶段,通过更低强度的环境应力筛选已经可以暴露组件在设计、制造、材料上的缺陷。在系统级试验上,随着航天器的复杂化,工艺、材料的成熟化,系统级热循环试验在故障筛除、实施方便性等指标上与热真空试验相比优势逐渐减弱,反而存在过试验、欠试验的风险。美军标在发展中逐渐倾向于选择与在轨状态更为接近的热真空试验。文中对美军标基线、量级修订的整理与分析,可为我国航天器试验相关标准的制定、修订提供参考。

### 参考文献:

- [1] MIL-STD-1540B, Test Requirements for Space Vehicle[S].
- [2] MIL-STD-1540C, Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicle[S].
- [3] MIL-HDBK-340A, Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicle[S].
- [4] PERL E. Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicle[R]. TR-2004(8583)-1 REV A, 2006.
- [5] SMC-S-016, Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicle[S].
- [6] SMC-S-016A, Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicle[S].
- [7] JERG-2-130A, 宇宙機一般試験標準[S].
- [8] ECSS-E-ST-10-03C, Space Engineer: Testing[S].
- [9] GSFC-STD-7000A, General Environmental Verification Standard (Gevs) for Gsfc Flight Programs and Projects[S].
- [10] 张小达. GJB 1027A—2005《运载器、上面级、航天器试验要求》修订过程介绍[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(4): 245-248.
- [11] 封宝华, 李西园. 新型航天器环境试验标准基线与剪裁研究[J]. 应用科技, 2017, 44(5): 52-56.
- [12] 金恂叔. 美国军用标准 MIL-STD-1540C 介绍[J]. 航天标准化, 1997(1): 45-49.
- [13] 福成. 美国军用标准的构成及改革[J]. 国防技术基础, 1999(2): 25-27.
- [14] 金恂叔. 谈美军标 MIL-STD-1540E(草案)的编制[J]. 航天标准化, 2003(6): 31-34.
- [15] 金恂叔. 浅议美军标 MIL-STD-1540E(草案)[J]. 航天器环境工程, 2004, 21(2): 61-65.
- [16] U.S. Government Publishing Office. Commerce, Justice, Science, and Related Agencies Appropriations for Fiscal Year 2012[EB/OL]. <https://www.govinfo.gov/content/pkg/CHRG-112shrg64591/html/CHRG-112shrg64591.htm>
- [17] 张小达, 李晔, 向树红, 等. 航天器环境试验基线与剪裁技术: 第一部分 试验基线由来[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(2): 121-126.
- [18] 吴永亮, 张小达, 李晔, 等. 航天器环境试验基线与剪裁技术: 第二部分 试验基线要素[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(3): 235-239.
- [19] GILMORE D G. Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume I: Fundamental Technologies[M]. Reston VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.